

показанными на рис.2.В принципе для проведения расчётов можно было взять одну грань и этого было бы достаточно. Фрагмент из двух граней используется исключительно для лучшей наглядности представления результатов.

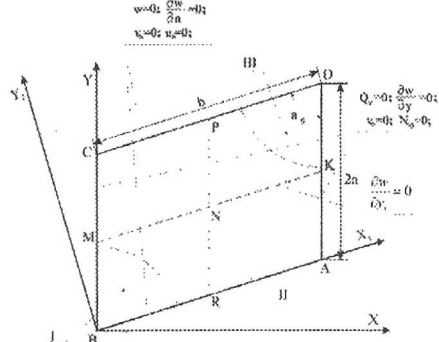


Рисунок 2 - Граничные условия в расчётной схеме изгиба пластины, состоящей из двух смежных граней. Пунктиром показана линия приложения нагрузки

Расчеты проводились при малых перемещениях, что позволяет отделить задачу изгиба от задачи о плосконапряженном состоянии. Обе задачи геометрически и физически линейные и могут быть решены отдельно. Воздействие внешней нагрузки заменялось заданным кинематическим единичным перемещением срединной линии МК (рис.17) по которой приложены погонные усилия Р.

Для проведения расчетов была составлена препроцессорная программа. На пластину была нанесена расчетная сетка, включающая 5184 узла.

Основной целью проводимых расчетов являлось определение характера поля деформаций и напряжений грани в

зависимости от значений острого угла  $\alpha_0$  и соотношения сторон  $2a/b$  грани. Всего рассматривалось семь вариантов структуры z-гофра.

Анализ результатов численного эксперимента проводился с целью определения областей, характеризующихся нулевыми деформациями, а также зон с большими кривизнами, в которых зарождаются пластические деформации и соответственно гребни узловых зон.

По результатам численного эксперимента были построены диаграммы перемещений и графики кривизн по кромкам AD и CD грани.

Из построенных графиков видно, что на правом участке кромки значения кривизн уменьшаются. Кроме того, следует заметить, что при движении по графикам кривизн справа на лево (от острого угла элемента к тупому), закон изменения кривизн близок к квадратичному закону доходя при этом до точки экстремума, после которой закон изменения вдоль кромки становится линейным. Точка изменения закона для кривизн определяет границу области минимальной кривизны по кромке CD. При уменьшении значения угла  $\alpha_0$  происходит уменьшение длины области минимальных кривизн. При этом на границе зоны образуется ярко выраженный экстремум после которого значения относительных кривизн падают до нуля.

# **МОДУЛЬ ОПТИМИЗАЦИИ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ФОРМ НА ОСНОВЕ РЕШЕНИЯ СОПРЯЖЕННЫХ УРАВНЕНИЙ**

© 2012 Печеник Е.В.

НПО «САТУРН», Рыбинск

## **AERODYNAMIC SHAPE OPTIMIZATION MODULE BASED ON SOLVING CONTINUOUS ADJOINT EQUATIONS**

© 2012 Pechenik E.V.

NPO «SATURN», Rybinsk

In many industries such as aerospace, shipbuilding, automobile and energy an efficient tool for solving aerodynamic design problems is needed. Therefore development of a versatile

optimization module based on an existing CFD code seems to be promising. The adjoint gradient method is proposed as a basic of the shape optimization module.

Актуальность. Эффективный инструмент для решения задач аэродинамического проектирования является востребованным продуктом для ряда отраслей промышленности. Поэтому перспективным является разработка универсального модуля оптимизации, позволяющего решать широкий класс задач аэродинамического проектирования. Современный модуль оптимизации должен удовлетворять ряду требований:

Универсальность;

Быстродействие;

Эффективность;

Независимость от прямого решателя.

Преимущества метода. Среди существующих методов оптимизации аэродинамических форм одним из наиболее эффективных является метод на основе решения сопряженных уравнений. Этот метод обладает рядом преимуществ, делающих его привлекательным для коммерческой реализации:

Низкие вычислительные затраты. Согласно методу на основе решения сопряженных уравнений на каждой итерации оптимизации машинное время практически не зависит от числа проектных переменных и приблизительно равно машинному времени решения двух прямых задач.

Возможность использовать практически неограниченное число проектных переменных (величин определяющих форму оптимизируемого объекта). В качестве проектных переменных могут выступать координаты узлов оптимизируемой поверхности. Такой выбор проектных переменных позволяет наиболее свободно изменять форму объекта в ходе оптимизации и получать значительное улучшение аэродинамических характеристик.

Разнообразие в выборе целевого функционала и функциональных ограничений. В качестве целевого функционала могут выступать аэродинамические характеристики оптимизируемых объектов (лобовое сопротивление, аэродинамическое

качество, аэродинамический момент, перепад давления, КПД и другие). В качестве функциональных ограничений могут выступать аэродинамические и геометрические характеристики оптимизируемых объектов (подъемная сила, аэродинамический момент, площадь поверхности, объем, габариты и другие).

Возможность использования стороннего решателя с закрытым кодом для решения прямой задачи.

Метод был реализован для двумерного стационарного несжимаемого вязкого течения. Для решения сопряженных уравнений разработана численная схема на основе SIMPLE алгоритма. Эта схема позволяет решать сопряженную задачу с низкими затратами вычислительных ресурсов и является надежной основой разработки модуля оптимизации.

На примере решения задач оптимизации аэродинамических профилей были показаны высокая эффективность метода и конкурентные преимущества перед другими методами. Так для широко используемого в авиации профиля FX 61-163 удалось снизить лобовое сопротивление на 21,6% при неизменной подъемной силе и погонной массе конструкции сечения крыла. В задаче использовалось 360 проектных переменных. При этом время вычисления градиента целевого функционала приблизительно равнялось времени решения двух прямых задач. Сравнение результатов оптимизации, полученных при помощи разработанного метода и градиентного метода на основе конечных разностей, показало преимущества разработанного метода. Коэффициент лобового сопротивления профиля, оптимизированного при помощи разработанного метода, на 15% меньше, чем у профиля, оптимизированного при помощи метода на основе конечных разностей. При этом вычислительные затраты разработанного метода в 6 раз меньше, чем у градиентного метода на основе конечных разностей.



Схема модуля оптимизации на основе уравнений представлена на рисунке 1.  
решения непрерывных сопряженных



Рисунок 1 - Схема модуля оптимизации

Блоки программы, изображенные белым цветом – это существующий коммерческий код для решения прямой задачи и генерации сетки. В зависимости от предпочтений пользователя может использоваться произвольный CFD пакет и генератор сетки.  
УДК 621.9.08

Блоки программы, изображенные голубым цветом, подлежат проработке и тестированию. Сопряженный решатель может быть разработан на основе открытого CFD кода OpenFoam.

**РАЗРАБОТКА МОДЕЛИ ОЦЕНКИ ПОГРЕШНОСТЕЙ ИЗМЕРЕНИЯ  
ПОВЕРХНОСТИ ЛОПАТКИ КОМПРЕССОРА ГТД С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ МЕТОДА  
«МАКСИМУМ-МИНИМУМ»**

© 2012 Печенин В.А., Болотов М.А.

"Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П.Королева  
(национальный исследовательский университет)", Самара.

**DEVELOPMENT EVALUATING MEASUREMENT ERRORS OF GTE COMPRESSOR  
BLADE SURFACE MODEL USING «MAXIMUM-MINIMUM» METHOD**

© 2012 Pechenin V.A., Bolotov M.A.

Samara State Aerospace University, Samara.